

UNTERSUCHUNGEN ZUR ZERSTÄUBUNG UND VERBRENNUNG IN KRYOGENEN LOX/H₂- UND LOX/CH₄-SPRAYFLAMMEN

M. Oschwald¹, F. Cuoco², B. Yang³, M. De Rosa¹

¹Institut für Raumfahrtantriebe, DLR Lampoldshausen, 74239 Hardthausen, Deutschland

²Avio S.p.A., Italien

³Northwestern Polytechnical University, China

ÜBERSICHT

Die Treibstoffaufbereitung von flüssigem Sauerstoff (LOX) und der gasförmigen Treibstoffkomponente in kryogenen Raketenantrieben ist aus mehreren Gründen von zentraler Bedeutung für die Betriebseigenschaften der Brennkammern. Korrelationen, die für die Auslegung von Treibstoffinjektoren benutzt werden, stützen sich dabei hauptsächlich auf experimentelle und theoretische Untersuchungen von nicht-reagierenden Sprays. Dabei werden die meisten Experimente mit Ersatzfluiden durchgeführt, die im Vergleich zu flüssigem Sauerstoff deutlich andere Stoffeigenschaften haben. In diesem Beitrag werden experimentelle Untersuchungen reaktiver Sprays mit den Originalfluiden flüssiger Sauerstoff als Oxidator und Wasserstoff bzw. Methan als Treibstoff vorgestellt und der Einfluss der Injektionsbedingungen und des Treibstoffes auf die Zerstäubung und die Spray-Flamme diskutiert.

1. EINLEITUNG

Die Verbrennung von Wasserstoff mit Sauerstoff liefert bei Flüssig-Raketenantrieben den höchsten spezifischen Impuls, d.h. Impuls pro Treibstoffmenge. Wasserstoff und Sauerstoff ist daher die Treibstoffkombination der Wahl für Hochleistungstriebwerke. Speziell für schubstarke Booster-Triebwerke spielen aber auch andere Aspekte eine Rolle, z.B. die Masse der Tankstrukturen für die kryogenen Treibstoffe und Verdampfungsverluste von flüssigem Wasserstoff in den Fahrtanks. Weiterhin sind die toxischen Eigenschaften der lagerfähigen Treibstoffe MMH/NTO oder von Festtreibstoffen Anlass nicht-toxische Alternativen zu untersuchen. Aus diesem Grund sind in Europa seit einiger Zeit Kohlenwasserstoffe als Treibstoffe für Raketenantriebe ins Blickfeld gekommen. Dabei richtet sich das Interesse vor allem auf Methan und Kerosin. Der Hauptvorteil beim Einsatz von Kohlenwasserstoffen wird in der hohen Dichte der Treibstoffe, der einfacheren Handhabung und den reduzierten Sicherheitsanforderung gesehen.

Die Technologie der Treibstoffaufbereitung ist für die Betriebseigenschaften von Raketenbrennkammern von zentraler Bedeutung, da von ihr die Qualität der Zerstäubung des flüssigen Sauerstoffs, die Mischung der Treibstoffkomponenten und die Verbrennung abhängen, weiterhin beeinflusst sie die thermischen und chemischen Lasten der Brennkammerwände. Die Injektoren sind Schlüsselemente, die zu einem großen Teil die Effizienz und Stabilität der Verbrennung bestimmen. In Hauptbrennkammern wird der Sauerstoff in flüssigem Zustand eingespritzt, während der Treib-

stoff - der zur regenerativen Kühlung der Brennkammerwände genutzt wird - in der Gasphase eingespritzt wird. Als Injektionselement werden Koaxialinjektoren eingesetzt, die Flüssigkeit wird durch das zentrale Röhrchen, das Gas durch den Ringspalt eingespritzt.

Für nicht-reaktive Strömungen gibt es zahlreiche experimentelle und theoretische Untersuchungen ([1-8]), aber nur wenige Daten von Heißversuchen mit systematischer Parametervariation sind verfügbar. Deshalb besteht Bedarf an validierten Injektor-Skalierungsgesetzen, um die hohen Kosten für Fertigung und Qualifikationstests während einem Entwicklungsprogramm zu reduzieren. Leider sind die Vorhersagen von empirischen Modellen, die die Treibstoffaufbereitung beschreiben, außerhalb der Injektions- und Brennkammerbedingungen, für die sie qualifiziert worden sind, nicht zuverlässig. Trotz der zentralen Rolle, die die Treibstoffaufbereitung spielt, erlaubt die Komplexität des Zerstäubungsvorganges und der Sprayverbrennung keine Vorhersage der Leistungsdaten eines Injektionselementes auf Grundlage allgemeiner Prinzipien, die Auslegung von Injektionselementen ist auf empirische Korrelationen angewiesen.

Beim DLR Lampoldshausen werden Experimente durchgeführt, um das Wissen und das Verständnis über die Treibstoffinjektion und die Sprayverbrennung für LOX/Kohlenwasserstoff-Treibstoffe zu vertiefen. Der Schwerpunkt liegt dabei auf Methan. Die Abwägung, ob Kerosin oder Methan als Treibstoff im Hinblick auf das Gesamtsystem geeigneter wäre, ist offen, Methan wurde als Treibstoff in den Grundlagenuntersuchungen ausgewählt, weil es im Vergleich zu Kerosin ein einfachere Kinetik und eine wohl definierte chemische Zusammensetzung hat.

Es besteht in Europa sehr viel Erfahrung in der Nutzung von LOX/H₂ als Treibstoff. Es ist deshalb nützlich, LOX/CH₄ mit LOX/H₂ zu vergleichen. Ein Ziel der Untersuchungen ist zu überprüfen, ob Konzepte vom Design von LOX/H₂-Injektoren auf LOX/CH₄-Injektoren übertragen werden können. Ein Blick auf die thermophysikalischen Stoffwerte zeigt, dass man bei der Übertragbarkeit Einschränkungen erwarten kann. Unter der Annahme eines Brennkammerdrucks von 6MPa und Injektionstemperaturen von 120K bzw. 280K für H₂ bzw. CH₄, sind einige Stoffwerte in TAB 1 aufgeführt. Wie man sehen kann ist H₂ bei typischen Injektionsbedingungen weit im überkritischen Bereich und zeigt in guter Näherung Idealgas-Verhalten. Methan jedoch ist im nahekritischen Bereich und seine Eigenschaften zeigen deutliche Abweichungen vom Idealgas. Die Dichte von Methan ist bei typischen Injektions-

bedingungen etwa 4 mal, die thermische Leitfähigkeit 0.3 mal so groß wie die des H_2 . Die laminare Flammgeschwindigkeit für CH_4/O_2 liegt ca. einen Faktor 2.5 unter der für H_2/O_2 , was von Bedeutung für die Flammenausbreitung und Stabilisierung während der Zündtransienten und der Verbrennung bei stationärem

Betrieb ist. In diesem Zusammenhang muss auch auf den großen Unterschied hinsichtlich der Zündgrenzen hingewiesen werden. Insbesondere der Unterschied in den Stoffeigenschaften, die für die Verbrennung von Bedeutung sind, lassen Unterschiede im Zündverhalten von Methan und H_2 erwarten.

| | O_2 | CH_4 | H_2 | |
|---|-------|--------|-------|----------------------|
| critical temperature | 154.6 | 190.5 | 32.9 | [K] |
| critical pressure | 5.04 | 4.60 | 1.28 | [MPa] |
| reduced pressure P/P_{crit} | 1.19 | 1.30 | 4.69 | |
| reduced pressure T/T_{crit} | 0.65 | 1.47 | 3.65 | |
| density @ injector exit conditions | | 47.3 | 11.7 | [kg/m ³] |
| viscosity @ injector exit conditions | | 12.0 | 4.94 | [μPa·s] |
| specific heat @ injector exit conditions | | 43.89 | 32.3 | [J/mol·K] |
| thermal conductivity @ injector exit conditions | | 0.038 | 0.113 | [W/m·K] |
| laminar flame velocity @ ambient | | 3.93 | 10.7 | [m/s] |
| ignitability limits | | 5.1-61 | 4-94 | [Vol %] |

TAB 1. Thermo-physikalische Eigenschaften von Treibstoffen (Injektionsbedingungen: $P=6\text{MPa}$, $T=120\text{K}$ für H_2 , $T=280\text{K}$ für CH_4)

2. KOAXIAL-INJEKTION IN RAKETENMOTOREN

2.1. Koaxialinjektoren

Im Allgemeinen wird für die Injektion einer flüssigen und einer gasförmigen Treibstoffkomponente ein Koaxialinjektor eingesetzt, wie er in BILD 1 gezeigt wird. Die flüssige Komponente wird durch die zentrale Bohrung eingespritzt. Am Ausgang kann die Bohrung konisch erweitert sein, um die Strömungsgeschwindigkeit am Austritt zu reduzieren. Die gasförmige Komponente wird durch den Ringspalt eingespritzt, die Gasgeschwindigkeit ist typischerweise eine Größenordnung größer als die der Flüssigkeit.

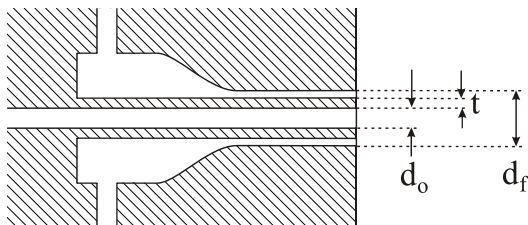


BILD 1. Skizze eines Koaxialinjektors

2.2. Zerstäubung in nicht-reaktiven Sprays

Der Zerstäubungsprozess beruht auf einer komplexen Wechselwirkung verschiedener Kräfte. Die Scherkräfte zwischen der schnell strömenden Gasströmung und der Flüssigkeit induzieren Oberflächeninstabilitäten auf dem Flüssigkeitsstrahl. Die Oberflächenspannung sorgt für die Bildung von Flüssigkeitslamellen und Ligamenten, die dann in Tropfen zerfallen. Die Viskosität und die trägen Massen wirken dabei dämpfend auf die Zerfalldynamik. Die relative Bedeutung der beteiligten Kräfte wird durch dimensionslose Zahlen ausgedrückt:

Weber-Zahl:
$$We = \frac{\rho_{fuel} (u_{fuel} - u_{ox})^2 d_{ox}}{\sigma}$$

Impulsflussverhältnis:

$$J = \frac{(\rho u^2)_{fuel}}{(\rho u^2)_{ox}}$$

Geschwindigkeitsverhältnis:

$$R_v = \frac{u_{fuel}}{u_{ox}}$$

Ohnesorge-Zahl:

$$Oh = \frac{\sqrt{We}}{Re}$$

Im Allgemeinen wird davon ausgegangen, dass die Weber-Zahl We und das Impulsflußverhältnis J wichtige Kontrollparameter sind [6, 8], aber auch die Ohnesorge-Zahl Oh wird zur Klassifizierung der Zerfallsregime in nicht-reaktiven Sprays benutzt [10]. Ebenso dient das Geschwindigkeitsverhältnis R_v zur Skalierung der Injektoreigenschaften.

Die relative Bedeutung dieser Kräfte hängt stark von den Injektionsbedingungen, den physikalischen Eigenschaften der Treibstoffe und dem lokalen Strömungsfeld im Spray ab. Aus diesem Grund zeigen Korrelationen, die aus verschiedenen Experimenten abgeleitet wurden, nur grobe Übereinstimmung hinsichtlich der Parameter, deren Einfluss z.B. die Tropfengrößen vergrößern oder verkleinern [9]. Eine Extrapolation von Korrelationen, die in nicht-reaktiven Strömungen mit Wasser gewonnen wurden, auf kryogene Bedingungen mit den niedrigen Werten für Oberflächenspannung und Viskosität des flüssigen Sauerstoffs ist deshalb hochgradig unzuverlässig. Wegen der Stoffeigenschaften flüssigen Sauerstoffs sind die Reynoldszahlen der Flüssigkeit

$$Re_l = \frac{\rho_{ox} u_{ox} d_{ox}}{\mu_{ox}}$$

im Allgemeinen 1 Größenordnung kleiner als bei

repräsentativen Bedingungen ($Re \approx 10^5 - 10^6$) wenn mit Wasser als Substitut für LOX gearbeitet wird. Für repräsentative Bedingungen muss mit flüssigem Sauerstoff bzw. Stoffen mit ähnlichen Eigenschaften, wie z.B. mit flüssigem Stickstoff, gearbeitet werden.

2.3. Wechselwirkung von Verbrennung und Zerstäubung

Die wichtigste Frage ist jedoch, ob bzw. wie Ergebnisse aus Kaltversuchen auf reaktive Sprays übertragen werden können. BILD 2 zeigt die Emission des OH-Radikals in der Flamme eines coaxialen LOX/H₂-Sprays bei 6 MPa. Die Flamme ankert an der Rezirkulationszone, die sich am Ende des LOX-Röhrchens bildet. Als Folge davon liegt zwischen dem LOX-Strahl und der mit hoher Geschwindigkeit austretenden H₂-Strömung eine turbulente Mischungsschicht aus Reaktanten und heißen Reaktionsprodukten.

Die Verbrennung hat in Heißversuchen daher verschiedene Konsequenzen für den Zerstäubungsprozess. Der flüssige Sauerstoffstrahl ist nicht direkt den aerodynamischen Kräften der mit hoher Geschwindigkeit fließenden Wasserstoffströmung ausgesetzt, diese Kräfte werden über die turbulente Mischungsschicht aus Reaktionsprodukten und dem verdampften Sauerstoff vermittelt. Also Folge davon kann die Spraybildung im Vergleich zu nicht-reaktiven Strömungen in anderen Zerfallsregimen stattfinden.

In Heißversuchen ist die Verdampfungsrates von flüssigem Sauerstoff im Vergleich zu Kaltversuchen erhöht. Visualisierungen von LOX-Sprays bei gleichen Injektionsbedingungen in Kalt- und Heißversuchen zeigen z.B. das schnelle Verdampfen kleiner Tröpfchen in reaktiven Sprays.

Die Stabilisierung der Flamme, wie sie in BILD 2 gezeigt wird, wurde für die LOX/H₂-Injektion immer wieder bestätigt. Allerdings ist bei anderen Treibstoffen auch vorstellbar, dass die Flamme in der turbulenten Mischungsschicht aus verdampftem Sauerstoff und gasförmigen Treibstoffen ankert (siehe BILD 3). In diesem Fall beginnt die Wechselwirkung der Flamme mit dem Zerstäubung stromab des Flammenankerungspunktes.

Die Diskussion zeigt die Grenzen der Vorhersagefähigkeit von Kaltversuchen für die Zerstäubung in reaktiven Sprays auf. Wenn der Einfluss der Treibstoffeigenschaften auf den Zerstäubungsprozess diskutiert wird, ist es nicht ausreichend, die physikalischen Eigenschaften wie Dichte, Injektionsgeschwindigkeiten usw. zu betrachten, sondern die Kinetik der Reaktionspartner und die turbulenten Transporteigenschaften der Reaktanten und Reaktionsprodukte müssen ebenso berücksichtigt werden.

Juniper und Candel [2] haben z.B. aus numerischen Untersuchungen abgeleitet, dass die dimensionslose Größe $\psi = t/\delta_F$, das Verhältnis der Dicke t des LOX-Röhrchens und der Flammendicke δ_F ein Kontrollparameter für das Flammenstabilisierungsverhalten darstellt.

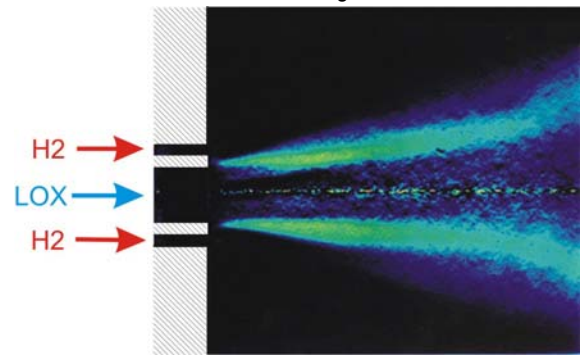


BILD 2. Verteilung der OH-Chemilumineszenz eines brennenden LOX/H₂-Sprays in der Schnittebene durch die Injektorachse.

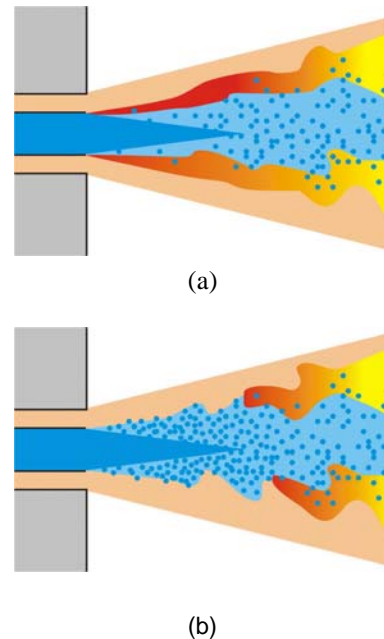


BILD 3. Flammenstabilisierung: (a) Flammenankerung am LOX-Röhrchen (b) abgehobene Flamme

3. EXPERIMENTALLES VORGEHEN

Um den Einfluss der physikalischen Eigenschaften der Treibstoffe und der Kinetik der Reaktanten auf die Zerstäubung und den Verbrennungsprozess zu untersuchen, wurden Versuche mit den Treibstoffkombinationen LOX/H₂ und LOX/CH₄ durchgeführt. Die Versuche folgen dabei der Strategie Spraybildung und Flamme in einer Modellbrennkammer bei gleichen Betriebsbedingungen zu untersuchen, wie sie durch die dimensionslosen Zahlen wie z.B. durch We , Re , J usw. für die beiden Treibstoffkombinationen charakterisiert sind.

Die LOX-Sprayverbrennung wird in Lampoldshausen an mehreren Modellbrennkammern untersucht. Die Mikrobrennkammer (siehe BILD 4) kann bei Drücken bis zu 1.5 MPa betrieben werden und erlaubt optischen Zugang zum gesamten Brennraum. Die Brennkammer kann sowohl mit LOX/CH₄ als auch mit LOX/H₂ betrieben werden. Ein Blow-down-Vakuumsystem ermöglicht die Untersuchung von Zündprozessen unter Höhenbedingungen [16]. Details zum Prüfstand und zur Brennkammer sind in [11] zu

finden. Die Hochdruckbrennkammer "C" (siehe BILD 5) erlaubt die Untersuchung der Sprayflammen unter repräsentativen Druckbedingungen von bis zu 10MPa. Versorgungssysteme für H_2 und CH_4 sind am Prüfstand P8 verfügbar.

Die Überprüfung von Modellvorhersagen erfordert quantitative experimentelle Daten die unter wohlbekannten Betriebsbedingungen erhalten worden sind. Quantitative Messungen unter repräsentativen Bedingungen und die Modellierung der komplexen Phänomene in Raketenbrennkammern stellen eine große Herausforderung dar. Deshalb werden Experimente unter vereinfachten Bedingungen durchgeführt, um Daten für die Validierung von Modellen und Simulationswerkzeugen zu erhalten. Aus diesem Grund wurden die meisten Daten zur LOX/ CH_4 -Verbrennung bisher an der Mikrobrennkammer bei unterkritischem Druck bestimmt.

Verschiedene Injektionsbedingungen können durch Anpassung der Injektordimensionen und des Brennkammerdruckes eingestellt werden. Die Test-Matrix wurde so gewählt, dass die Weberzahl und das Impulsflussverhältnis unabhängig voneinander variiert werden können (siehe BILD 6).

Der Spray wurde mit Hilfe von Schlierenaufnahmen, die Flamme durch Abbildung der Chemilumineszenz des OH-Radikals visualisiert. Beide Visualisierungsmethoden erlauben Datenraten von bis zu 10 KHz und können so z.B. auch dynamische Phänomene während der Zündung erfassen.

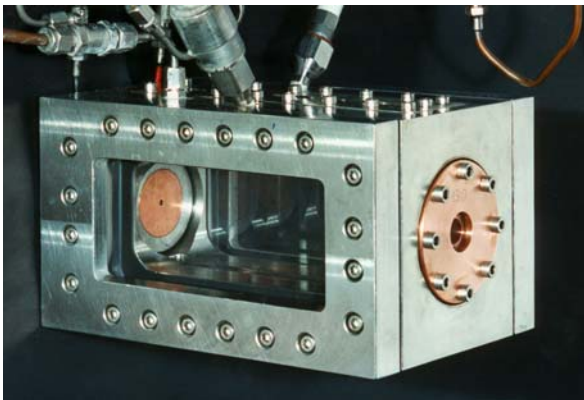


BILD 4. Mikrobrennkammer

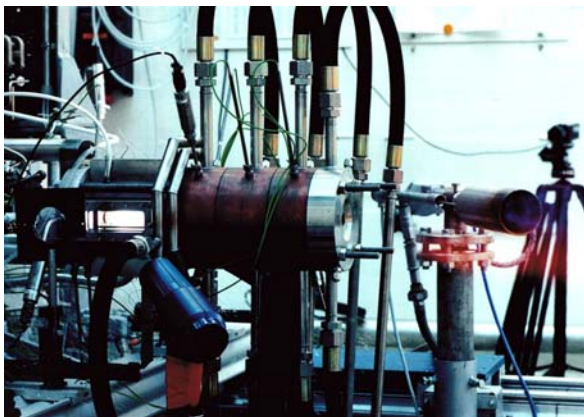


BILD 5. Brennkammer "C"

DGLR-Jahrestagung
Braunschweig, 6.-9. November, 2006
Text Matrix in the We-J plane

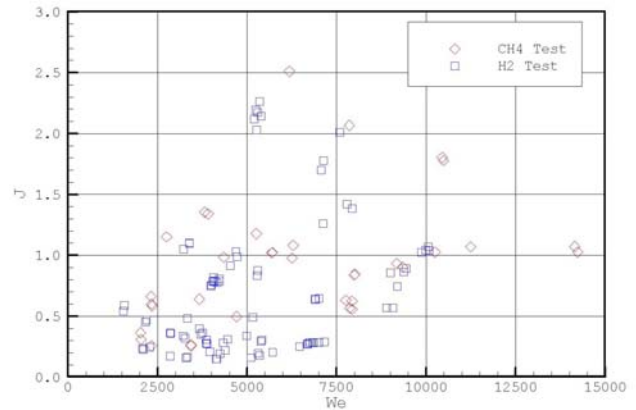


BILD 6. Betriebsbedingungen als Funktion von Weber-Zahl We und Impulsfluss-Verhältnis J für LOX/ H_2 und LOX/ CH_4 -Versuche an der Mikrobrennkammer

4. ERGEBNISSE

4.1. Stationäre Verbrennung

4.1.1. Spraybildung

Der Einfluss des Impulsflussverhältnisses J und der Weber-Zahl auf die Spraybildung in einen reaktiven LOX/ CH_4 -Spray ist in BILD 7 zu sehen. Mit zunehmendem J nimmt die Verteilung der flüssigen Phase in radialer Richtung zu, die sichtbare Zerfallslänge nimmt ab. Dieser Trend ist in Übereinstimmung mit Vorhersagen von Villermaux [1] für nicht-reaktive koaxiale Einspritzung. Die Zerfallslänge, die in den Heißversuchen beobachtet wurde, ist jedoch viel größer als die vorhergesagten Werte. Die Sprays zerfallen bei hohen We -Zahlen in wesentlich kleinere Tropfen. Weiterhin wird bei hohen Weber-Zahlen stromab der Positionen, die in BILD 7 mit einem Pfeil markiert sind, eine plötzliche Änderung des Zerstäubungsverhaltens beobachtet. Wie weiter unten gezeigt wird, ankert die Flamme bei diesen Injektionsbedingungen nicht am Injektor, die Flame stabilisiert sich in der turbulenten Mischungsschicht an den durch die Pfeile markierten Positionen. Die Änderung der Phänomenologie der Zerstäubung stromab des Flammenankerungspunktes belegt deutlich die Wechselwirkung zwischen Verbrennung und Zerstäubungsprozess.

Um den Einfluss des Treibstoffs auf die Zerstäubung in den reaktiven Sprays darzustellen, werden in BILD 8 Visualisierungen von LOX/ H_2 - und LOX/ CH_4 -Spray-Flammen verglichen. Die Injektionsbedingungen wurden bzgl. Weber-Zahl und Impulsflussverhältnis für beide Treibstoffkombinationen ähnlich gewählt. Auch für LOX/ H_2 verbessert sich mit steigenden We und J die Zerstäubung, in gleicher Weise wie es für LOX/ CH_4 -Spray-Flammen beobachtet wird. Für CH_4 ist die Zerstäubung bei allen Injektionsbedingungen jedoch wesentlich effizienter. Die sichtbare Zerfallslänge ist für LOX/ H_2 im Vergleich zu LOX/ CH_4 viel größer. Der Vergleich der Ergebnisse für Wasserstoff und Methan zeigt, dass die We und J , die die Injektionsbedingungen am Injektorausstritt beschreiben, nicht die einzigen wesentlichen Kontrollparameter für den Sprayzerfall in Heißversuchen darstellen.

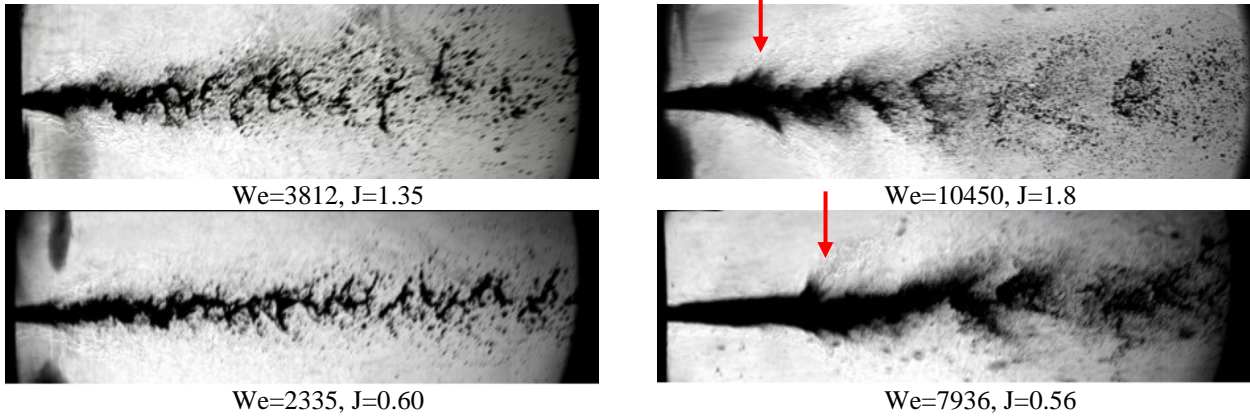


BILD 7. LOX Spray für CH_4/LOX Sprayflammen ($P_c=1.5\text{ba}$)

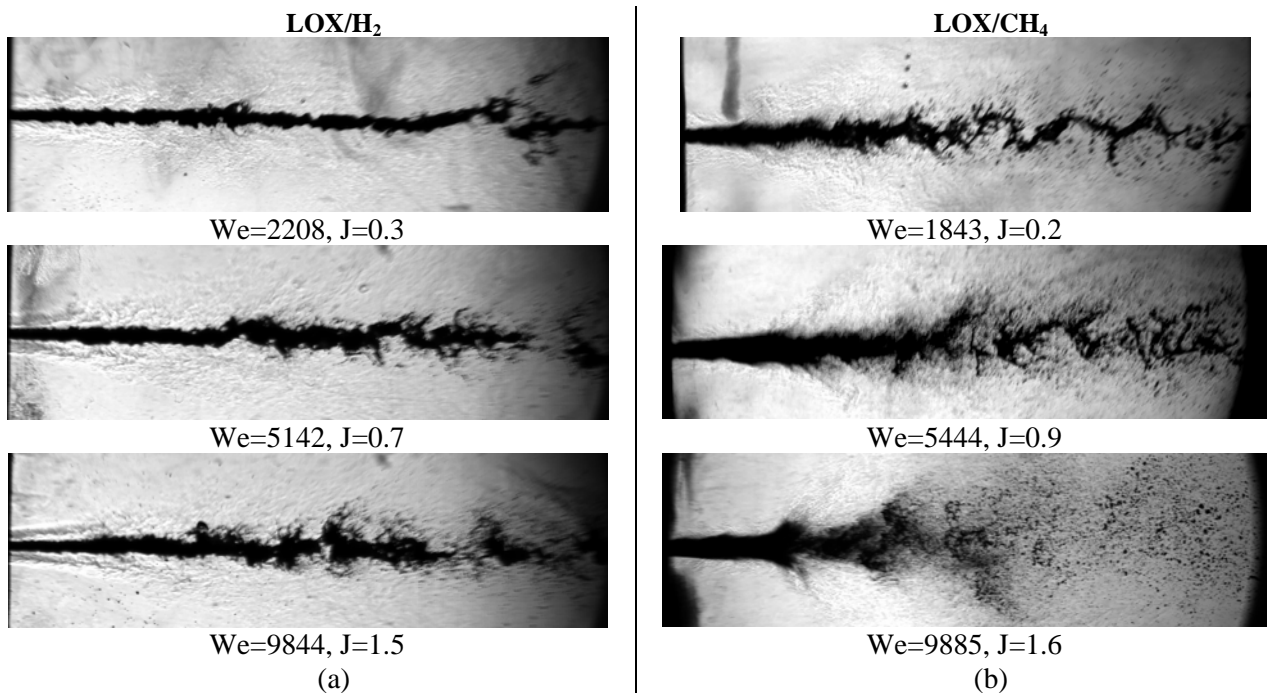


BILD 8. LOX Spray für (a) LOX/H_2 und (b) LOX/CH_4 Sprayflammen ($P_c=1.5\text{bar}$)

4.2. Flammenverhalten

Visualisierungen von Flammen brennender LOX/H_2 - und LOX/CH_4 -Sprays sind zusammen mit Spraybildern in BILD 9 dargestellt. Zwei wesentliche Unterschiede sind zu sehen: der Öffnungswinkel der LOX/CH_4 -Flamme ist deutlich größer als der der LOX/H_2 -Flamme. Der Öffnungswinkel wurde für beide Treibstoffpaare quantitativ ausgewertet und die Ergebnisse sind in BILD 10 dargestellt. Die Daten korrelieren am besten mit der Weber-Zahl (BILD 10a), keine der anderen dimensionslosen Zahlen wie Impulsflussverhältnis, Reynoldszahl, Ohnesorgezahl oder Geschwindigkeitsverhältnis (BILD 10b) zeigt eine ähnlich gute Korrelation. Die Vergrößerung des Flammenöffnungswinkels mit zunehmender We-Zahl legt die Interpretation nahe, dass durch die sich mit zunehmender We-Zahl verbessernden Zerstäubung die

Flüssigkeitsoberfläche anwächst, die Verdampfungsrates des flüssigen O_2 steigt, und es dadurch zu einer Zunahme von Reaktionsprodukten und der Wärmefreisetzung kommt.

Bei fast allen Versuchen mit LOX/CH_4 bei 1.5 bar wurden abgehobene Flammen beobachtet, während bei allen Bedingungen bei den LOX/H_2 -Versuchen die Flammen am Injektorausstritt stabilisiert wurden. Hohe Werte für den Flammenöffnungswinkel wurden nur für die abgehobenen LOX/CH_4 -Flammen beobachtet. LOX/CH_4 -Flammen, die am Injektor ankerten, zeigten Öffnungswinkel von vergleichbarer Größe wie die LOX/H_2 -Tests (BILD 10a). Die großen Öffnungswinkel der LOX/Methan -Flammen müssen deshalb auf den Unterschied der Flammenstabilisierungsmechanismen für beide Treibstoffe zurückgeführt werden. Eine abgehobene Flamme, die in der Scherschicht zwischen dem verdampften Sauerstoff und der ringförmigen

Gasströmung ankert, ändert den Zerstäubungsprozess im Vergleich zu den am Injektorausstritt stabilisierten Flammen deutlich.

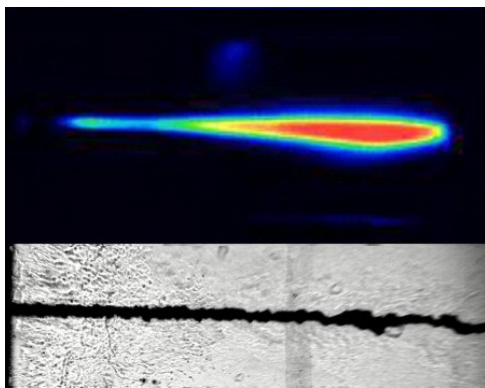
Für die abgehobenen LOX/CH₄-Flammen wurde in den hier beschriebenen Versuchen keine systematische Abhängigkeit der axialen Position x des Flammenankerungspunktes von einer der dimensionslosen Zahlen gefunden. Als Beispiel wird die Abhängigkeit des lift-off-Abstandes von We und J in BILD 11 gezeigt.

Es wurde festgestellt, dass der Flammenankerungsmechanismus sehr sensitiv auf den Brennkammerdruck P_C reagiert. Während bei $P_C=1.5$ bar in fast allen Fällen abgehobene LOX/CH₄-Flammen beobachtet wurden,

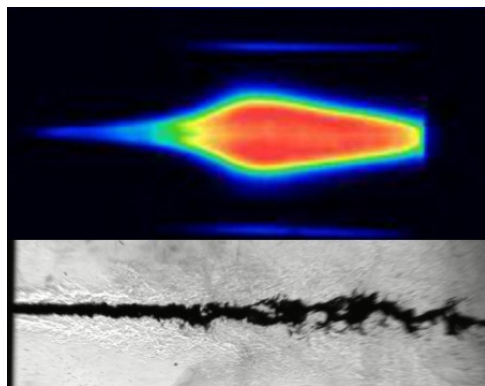
stabilisierten diese Flammen bei $P_C=3$ bar am Injektorausstritt.

In BILD 12 werden zwei LOX/CH₄-Testfälle mit gleichen We -Zahlen und J für $P_C=1.5$ bar und $P_C=3$ bar gezeigt. Die Lage und der Öffnungswinkel der Flammenfront ist durch die gestrichelten roten Linien angedeutet. Für den Fall mit $P_C=1.5$ bar ist die Flamme abgehoben. Für den Fall mit $P_C=3$ bar ankert die Flamme am Injektorausstritt und der Flammenöffnungswinkel ist deutlich kleiner. Für die abgehobene Flamme erscheint der Zerstäubungsprozess stromabwärts des Ankerungspunktes wesentlich effektiver.

LOX/H₂

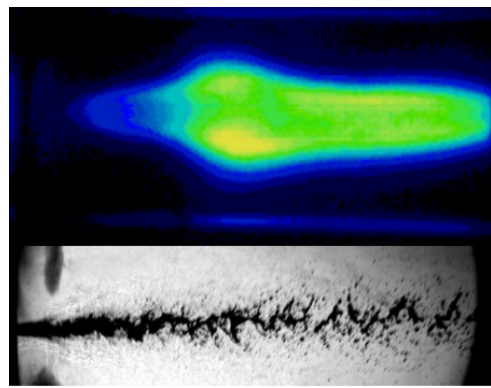


(a) $We=2192$, $J=0.47$

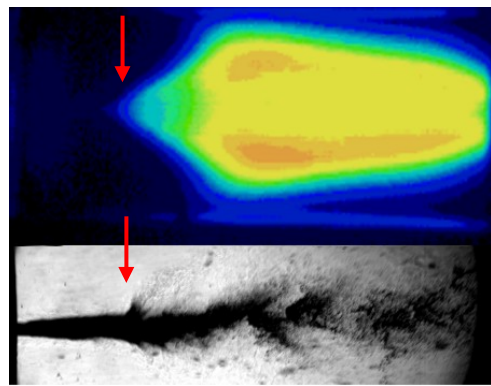


(b) $We=7007$, $J=0.65$

LOX/CH₄



(c) $We=2335$, $J=0.60$



(d) $We=7936$, $J=0.56$

BILD 9. Flammen und LOX-Spray für (a, b) LOX/H₂ und (c, d) LOX/CH₄ Spray-Flammen ($P_C=1.5$ bar)

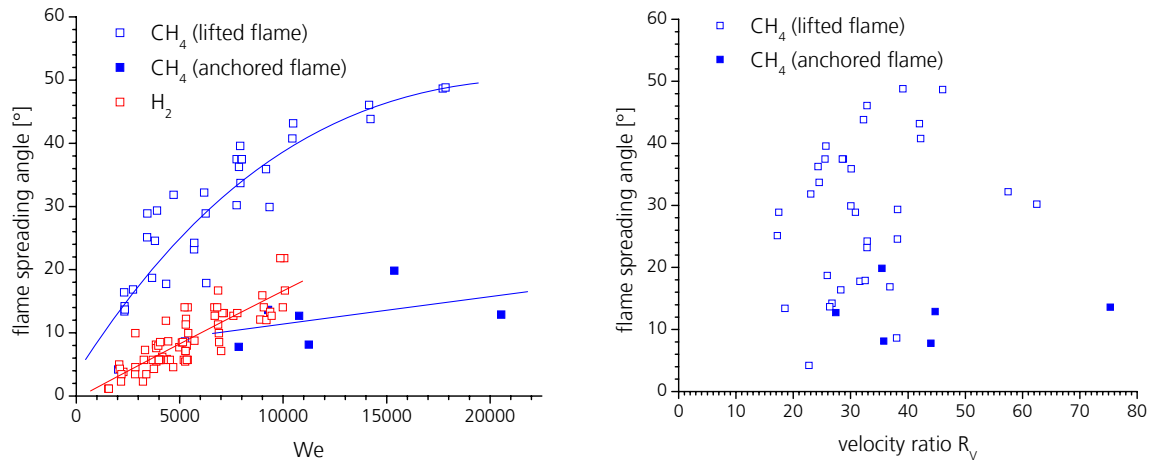


BILD 10. Flammen-Öffnungswinkel für LOX/ CH_4 - und LOX/ H_2 -Spray Flammen als Funktion von (a) Weber-Zahl und (b) Geschwindigkeitsverhältnis

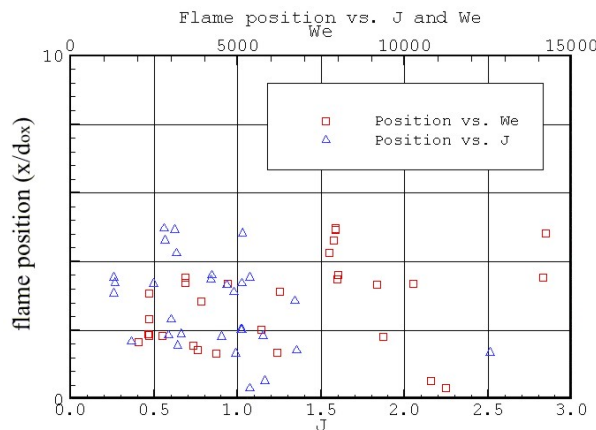


BILD 11. Lift-off-Abstand der LOX/ CH_4 -Flammen als Funktion von We und J .

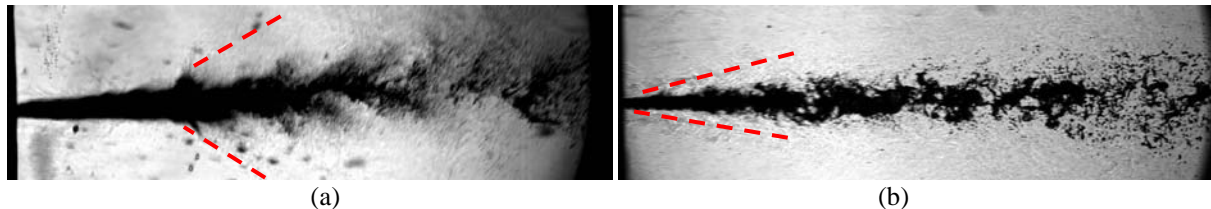
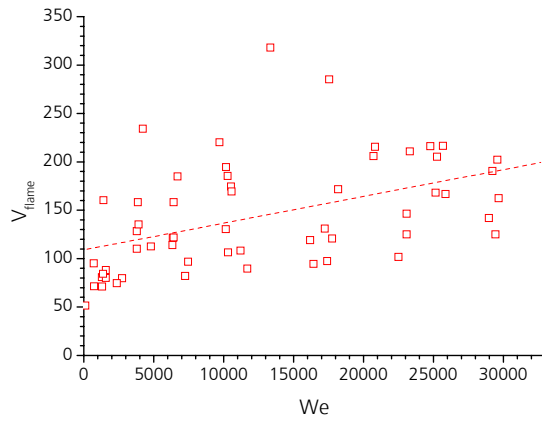


BILD 12. Einfluss des Brennkammerdrucks auf die Zerstäubung und die Verbrennung für LOX/ CH_4 -Spray Flammen. (a) $P_c = 1.5$ bar, $We = 7260$, $J = 0.5$, (b) $P_c = 3.0$ bar, $We = 8417$, $J = 0.5$

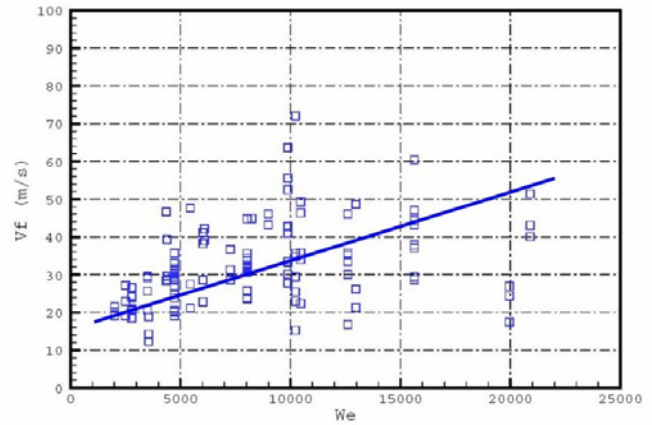
4.3. Spray-Zündung

Das Zündverhalten der LOX/Treibstoff-Sprays wurde untersucht, indem lokal mit einem Laser-induzierten Gasdurchbruch gezündet wurde. Der Laser wurde dazu in die Mischungsschicht aus verdampftem Sauerstoff und der ring-förmigen Strömung von H_2 bzw. CH_4 fokussiert. Die Entwicklung der Flamme unmittelbar nach der Zündung wurde mit einer intensivierten Hochgeschwindigkeitskamera verfolgt. Aus diesen Bildserien wird die Geschwindigkeit, mit der sich die Flammenfront durch die turbulente Mischungsschicht bewegt, ermittelt

[12,13]. Die Flammenfrontgeschwindigkeit zeigt mit keiner der untersuchten nichtdimensionalen Zahlen eine starke Korrelation. Nur mit der Weber-Zahl wurde eine schwache Korrelation gefunden (BILD 13). Die Schwankung der Daten um die eingezeichneten Trendlinien ist groß. Trotzdem ist der große Unterschied der Flammenfrontgeschwindigkeiten für beide Treibstoffe bemerkenswert: bei gleichen We -Zahlen liegt die Flammenfrontgeschwindigkeit für das H_2/O_2 -System um ca. einen Faktor 3-5 über dem Wert für das CH_4/O_2 -System. Das Verhältnis liegt nahe am Verhältnis der laminaren Flammgeschwindigkeiten, welches 2.7 beträgt.



(a)



(b)

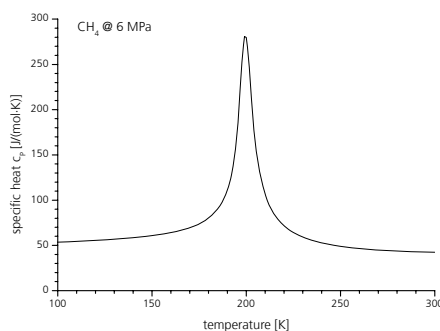
BILD 13. Flammenfrontgeschwindigkeit als Funktion der Weber-Zahl für (a) LOX/H₂- und (b) LOX/CH₄-Zündung

5. SCHLUSSFOGLERUNGEN UND AUSBLICK

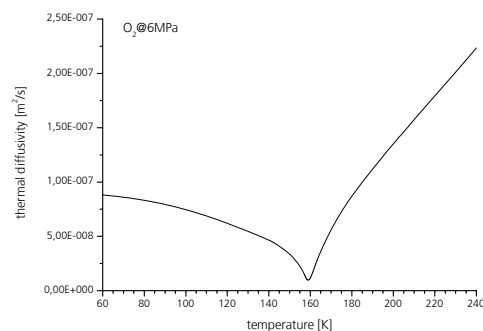
Die bisher erhaltenen Daten zeigen, dass die dimensionslosen Zahlen, die die fluiddynamische Wechselwirkung am Injektoraustritt beschreiben, offensichtlich nicht ausreichend sind, um die Funktion von Injektoren im Heißversuch für unterschiedliche Treibstoffe zu skalieren. Für identische Injektionsbedingungen, ausgedrückt durch Weber-Zahlen und Impulsflussverhältnisse, zeigen die Systeme LOX/H₂ und LOX/CH₄ insbesondere hinsichtlich der Flammenstabilisierung deutliche Unterschiede. Wie die Experimente gezeigt haben, hat der Flammenstabilisierungsprozess einen starken Einfluss auf die Zerstäubung und die Flammencharakteristik. Die Skalierung von Injektordesigns für verschiedene Treibstoffe muss daher auch die Reaktionskinetik und die für die Verbrennung relevanten Transporteigenschaften berücksichtigen.

Die in diesem Beitrag vorgestellten Ergebnisse wurden bei unterkritischen Drücken bzgl. des Sauerstoffs er-

halten. Die für Raketenantriebe typischen Drücke liegen im überkritischen Druckbereich. Die koaxiale Injektion von LOX/H₂ bei nahekritischen Bedingungen ist mit verschiedenen diagnostischen Methoden in den letzten Jahren am Prüfstand P8 untersucht worden [14]. Erste Versuche mit LOX/CH₄ werden zur Zeit ausgewertet [15]. Bei repräsentativen Drücken sind sowohl O₂ als auch CH₄ im trans- bzw. überkritischen thermodynamischen Zustand. Es muss also das Realgasverhalten und die spezifischen Charakteristika der Transporteigenschaften bei diesen thermodynamischen Bedingungen berücksichtigt werden. Als Beispiel werden in BILD 14 die spezifische Wärme von Methan und die thermische Diffusivität $\kappa = \lambda / (\rho c_p)$ von Sauerstoff gezeigt. In der Nähe des kritischen Punkt zeigt die spezifische Wärme ein ausgeprägtes Maximum, die thermische Diffusivität ein Minimum. Die weiteren Experimente werden aufzeigen, wie dieses transkritische Verhalten von Methan den Zerstäubungsprozess, die Mischungsvorgänge und die Flammenstabilisierung beeinflusst.



(a)



(b)

BILD 14. (a) spezifische Wärme von CH₄ und (b) thermische Diffusivität von O₂ bei 6 MPa

Haidn O.H., Schneider G.M., "High pressure LOX/H₂ combustion and flame dynamics", AIAA 2004-3376, *40th Joint Propulsion Conference*, Fort Lauderdale, 2004

LITERATUR

1. Villermaux E., "Mixing and Spray Formation in Coaxial Jets", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998.
2. Juniper M., Candel S., "Edge Diffusion Flame Stabilization Behind a Step over a Liquid Reactant", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 3, 2003, pp. 332-341
3. Hardalupas Y., Whitelaw J.H., "Characteristics of Sprays Produced by Coaxial Airblast Atomizers", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 4, 1994.
4. Porcheron E., Carreau J.L., Prevost L., Le Visage D., Roger F., "Effect of Injection Gas Density on Coaxial Liquid Jet Atomization", *Atomization and Sprays*, vol. 12, 2002.
5. Vingert L., Gicquel P., Lourme D., Ménoret L., "Coaxial Injector Atomization", *Liquid Rocket Combustion Instability in Progress in Astronautics and Aeronautics*, V. Yang, Anderson W. (Eds.), AIAA, New York, Vol. 169, 1994, 145-189
6. Farago Z., Chigier N., "Morphological Classification of Disintegration of Round Liquid Jets", *Atomization and Sprays*, Vol. 2, No. 2, 1992, pp. 137-153
7. Davis, D.W.; Chehroudi, B., "Shear-coaxial jets from a rocket-like injector in a transverse acoustic field at high pressures", AIAA 2006-0758, *44th ASME*, Reno, 2006
8. Lasheras J.C., Villermaux E., Hopfinger E.J., "Break-up and atomization of a round water jet by a high-speed annular air jet", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 357, pp. 351-379, 1998
9. Rahman S.A., Santoro R.J., "A Review of Coaxial Gas/Liquid Spray Experiments and Correlations", AIAA 94-2772, *30th Joint Propulsion Conference*, Indianapolis, 1994
10. Levebre A.H., "Atomization and Sprays", Taylor & Francis, 1989
11. Gurliat O., Schmid V., Haidn O.J., Oschwald M., "Ignition of cryogenic H₂/LOX-sprays", *Aerospace Science and Technology*, Vol.7, 2003, pp. 517-513
12. Schmidt V., Wepler U., Haidn O.H., Oschwald M., "Characterization of the primary ignition process of a coaxial GH₂/LOX-jet", AIAA 2004-1167, *42nd Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 2004
13. Cuoco F., Yang B., Bruno C., Haidn O.J., Oschwald, M., "Experimental investigation on LOX/CH₄ ignition", AIAA 2004-4005, *40th Joint Propulsion Conference*, Fort Lauderdale, 2004
14. Smith J.J., Bechle M., Suslov D., Oschwald M.,
15. Lux J., Suslov D., Bechle M., Oschwald M., Haidn O., Investigation of Sub- and Supercritical LOX/Methane Injection Using Optical Diagnostics", AIAA 2006-5077, *42th Joint Propulsion Conference*, Sacramento, 2006
16. De Rosa M., Sender J., Zimmermann H., Oschwald M., "Cryogenic Spray Ignition at High Altitude Conditions", AIAA-2006-4535, *42th Joint Propulsion Conference*, Sacramento, 2006